

## ◎公開特許公報(A) 昭64-67495

S64, Cl. 1

S 64 C 3/50  
8/82

識別記号 実用新案番号

7615-3D  
Z-7615-3D

◎公開 暦64年(1989)3月14日

審査請求・未請求・請求項の数(4)(全6頁)

◎発明の名称 航空機用後縫フック

◎特開昭63-198101

◎出願 昭63(1988)8月10日

優先権主張 ◎1987年8月11日◎イギリス(GB)◎8718977

◎発明者 ジョージ・ハリー・ウイリアムズ イギリス ■ ピース12、4イージュー・ブリストル・アーモンズベリー・ノウル・クロウズ 2

◎出願人 ブリティッシュ・エアロスペース・パブリック・ドン・ストランド 11  
クリミテッド・カンパニー

◎代理人 斎藤士高月桂

## 明細書

## 1. 発明の名称

航空機用後縫フック

## 2. 特許請求の範囲

(1) 後縫部13を終端とする後縫部の上面11及び下面12を含む航空機翼10の前記後縫部内に、通常飛行時收納配置されるフックアップ部材15と、

前記下面12からフックアップ部材15の下方位置にかけて延縫されている取付部材18と、

前記取付部材上で略横前方に向って掛けられた室内路手段33と、

前記室内路手段と回動・結合自在な調速手段33と、

前記取付部材の最後端又はその付近に位置するフックアップ作動手段と、からなる航空機用後縫フックアップである。

上記フックアップ作動手段は、作動継取付手段21、回転作動機32、共通の機軸に駆動され且つ前記回転作動機に連結される少なくとも1つのレバーフーム27、28より成り、

上記レバーフームは上側に延縫されており、フックアップ部材の下端付蓋に取付けられ且つ前側へ延縫された少なくとも1つの作動継リンク25、26を介して、機速手段と相互接合せられており、

上記フックアップ部材は、前記調速手段を経フックアップ部材の前側へ相互結合させる第1リンク手段33と、前記歩なくとも1つの作動継リンクを経フックアップ部材の後方部に相互結合させる第2リンク手段36により支持されていることを特徴とする航空機用後縫フックアップ。

(2) 少なくとも1つのレバーフーム27、28が、回転作動機32と一体化されていることを特徴とする特許請求の範囲1記載の航空機用後縫フックアップ。

(3) 回転作動機32、レバーフーム27、28、作動機リンク25、26、第2リンク手段36が全てを直構造であることを特徴とする特許請求の範囲1又は2記載の航空機用後縫フックアップ。

(4) 第2リンク手段36を少なくとも1つの作動機リンク25、26と非稼動接続状態で相互連結させ

ることを特徴とする航空機用の範囲(～3)のいずれかに記載の航空機用後縁フラップ。

### 3. 発明の詳細な説明

#### 〈産業上の利用分野〉

本発明は航空機用後縁フラップに関するものである。

#### 〈発明の構成〉

本発明の航空機用後縁フラップ又は、該機部を終端とする後縁部の上面及び下面を含む航空機の前記後縁部内に、通常飛行時取納配置されるフラップ部材と、前記下面からフラップ部材の下方位置にかけて設置されている取付架と、前記取付架上で駆動装置方向に沿って設けられた室内駆動手段と、前記室内駆動手段と固結・係合自在な駆動手段と、前記取付架の最後端又はその附近に位置するフラップ作動手段と、からなる航空機用後縁フラップにおいて、上記フラップ作動手段は、作動機取付手段、駆動作動機、共通の機械に駆支され且つ初期駆動機に連結される少なくとも1つのレバーブームよりなり。上記レバーブーム

は上面に延長されており、フラップ部材の下面付近に取付けられ且つ前記へ延長された少なくとも1つの作動機リンクを介して、駆動手段と相互接合せしめられており。上記フラップ部材は、前記駆動手段を経たラップ部材の前部へ相互結合させる第1リンク手数と、前記少なくとも1つの作動機リンクを経たラップ部材の後方部に相互結合させる第2リンク手数により支持されているものである。

取付架の最後端又はその付近に位置する駆動機を利用しているこのコンパクトな機構配置により、レバーブームの角度変化が発生すると、フラップ部材の後方移動及びこれと同時にレバーブームの運動開始の相対運動が発生することにより、第1の後縁部内收納位置から第2のフラップ全開位置までにおけるフラップの所要移動と所要時間も、各々必要に応じて着陸モードや中間設定モードで実現である。

レバーブームと駆動作動機は一体化されている。

方が好ましい。更に安全性的観点から、駆動作動機、レバーブーム、作動機リンク、および後縁フラップ支持手段のリンクは2重構成であることが望ましい。

#### 〈実施例〉

以下この発明の好適な一実施例を圖面に基づいて説明する。

まず最初に第1～9図に注目すると、上面11、下部12および前方側のスパー14から後方に延長された後縁部13からなる航空機翼10の後縁が示されている。第一のフラップ部材11およびスパイク16が、後縁部13内部に収納された状態で示されている。

翼10の下面から後方に延長された取付架18は、スパー14の位置に前方構造取付具19を有し、且つ後縁部13に後方構造取付具20を有する。取付架18の最後端には、フラップ支持装置と作動機用のブロケット21が組み込まれている。

図3に更に詳細に示してある通り、フラップ部

材15は翼構造に対して支持されているがその支承手段は、取付架18とところがり係合する駆動手段23に対して接着関係にある前方取付具組立22と、フラップ部材15からあら下がり1対の平行な作動機リンク25と、25に対し下端が接着関係にある後方取付具組立24とで構成されている。前記作動機リンク25、26はその側端が駆動手段23と接着関係にあり、その後端が作動機取付ブロケット21内に位置する駆動作動機29より上方に延長された1対のレバーブーム27、28を接着関係にある。フラップ支持手段と作動機組立品の全体が接続して示した流れ整形構造29内に収容されているが、その詳細は本説には示していない。

もう少し詳細な説明を加えると、前方取付具22の構成品は、前方構造軸31まわりに同心に配置された2本の環軸を備えた実験部30と、この実験部30にまたがりフォータ形のサイドリンク33と係合するホルト34である。このサイドリンク33は、表示されていない省略部用構造手段

をギヤト取付部25を介して搬送手段23に組み込む横方向軸部34のまわりで組合せ状態にある。

図4に更に詳細に示してある後方取付部組立24の主要構成部品は2種の並んだリンク35であり、作動機リンク25。26と開閉をあわせて駆動している。各リンク35には、それぞれ上下の搬送具の位置に自整列用輪歯37がある。上部取付具はフラップ部材15内部にある通常な構造部材38(図3)と併合し、フラップ部材15の上表面40および下表面41の間に位置する前後のチャックネル部材39を構成部品としている。これらのチャックネル部材39は、フラップ部材15の基本構造となる横方向のチャックネル部材42、43の間を延長している。上部取付具の構成要素は横方向の輪歯を形成するギヤト44、開閉片45、および開閉調整用ワッシャ46で維持される横方向の位置と離合部である。フラップ部材15の下表面41はリンク35が充分に突出できるよう穴を開けてある。作動機リンク25、26に対する下部取付具の構成要素は、横方向の搬送ギヤト4

7及び開閉片48で維持される作動機リンク25、26の離合部である。

作動機リンク25、26は搬送平板内に形成され、リンク35およびそれぞれの下部自整列用輪歯37は形成溝にある搬送の間に位置する点に注目すべきである。ここではその詳細を除きないが、一方のリンク35中の下部輪歯受容部は搬送方向に形成するようになされ、輪歯が形成溝内を直進に移動できるようになっている。これにより搬送要素が存続するが、その理由は後述する。フラップ取付具は自整列性があるため、フラップとこれに隣接する搬送部での差熱の発生が抑止される。

図5圖に示すように、作動機リンク25、26の端端にも、レバーアーム27、28のフォーク端末51の間に位置する自整列輪歯50とリンク軸がある。本実施例ではレバーアーム27、28は図6に示すように一対の押込み部をした搬送作動機52の外端ケーリングの一体化部分を形成するが、この搬送作動機52は調節しない手段によって作動機取付具のブレケット23と併合し

ている。本実施例の詳ましい配列としては、搬送作動機52は搬送機構部内に位置する油圧モータ(図示せず)等の動力源により駆動され、且つ図1に示すようにトルク伝達軸(搬送手段)53の搬送方向システム駆動する。各フラップ作動装置に対する第2次軸は各作動機と相互結合する。

網を示せば、以上の内容は搬送装置が第2回に示されるが、これ等の説明は搬送トルク軸54が車両車輪55を経由して、搬送作動機52と結合する1対の搬送方向トルク軸56と接続することを示している。

本発明の距離から遠隔することではなく、代りに各配置を採用することが可能である。例えば、適切な支持手段を使用すれば、別の作動機が結合することが可能な通り特にレバーアームが組み込まれるよう作動機装備用のブレケット23を適合させることができる。同様に、自己動力式搬送作動機を利用することも可能であり、費用の観点ではトルク軸の必要性がなくなる。

次に、本実施例の配置の利点と作動を説明する。作動機リンク25、26の駆動用として搬送作動機52を利用し、その搬送フラップ部材15を搬送モードにおいてその収納位置から一杯に張いた高張力の搬送モード位置に至るまで、および運搬した中間位置までの広い運動範囲に亘って移動できることが可能である。本実施例では根元位置にあるフランジを支點するため、取付壁10をレバーアーム27、28と共に利用している。また、フラップ部材15は搬送機器に反応して動かさかねる。

フラップ部材15は運動を起きせる人力がかかる度度測れた位置に搬送作動機52が存続していることから、場合によっては高くて複雑なリンク配置が必要になり、その結果、システムに不適合なバックランジが生じるという心配があるかもしれません。また作動に必要な動力が過大になるという心配があるかもしれません。

しかしながら、動力付の搬送作動機52を搬付壁10の最終端又は端この付近に配置してレバー

アーム 27、28 と直接に係合させ、フック部材 15 との駆動係合を解離することにより上記の配を解消できる。このことは作動効率上有利であり、必要動力が著しく減少すること、もって要点を減らせるれば必要トルク負荷の減では、計算値として 4 倍半の節約になるという特徴がある。

作動にあたり、フック部材 15 をその収納位置から底面の収納位置まで動くためには、回転作動機 13 がそのレバーフーム 27、28 を経由して、作動機リンク 25、26 によりフック部材 15 をその収納位置から前方および後方の取付基盤立の係合を通じて引き出すものとする。フック部材 15 の後方移動と回転角度の関係は、レバーフーム 27 の角度位置および取付棟 16 の傾斜した上部構造 5-3-1 に沿う搬送手段 2-3 の回連運動の類似である。後部フック部材 15 と作動入力点間の距離は理屈的には最小限度にすべきであるが、フック部材の最後端方向への挿入等を実際的に考慮せねばならぬことが、この関係を決定する要素となる。

最後に、本実施例がより一層有利であるといふ理由は、回転作動機 13、レバーフーム 27、28、その他のフック部材 15 の支持と配離する作動機リンク 25、26 や第 2 リンク手段 3-6 を 2 段構成で使用しているため、装置の安全性が万全である。これによって例えばレバーフーム 27、28、長いは他の構造要素の何れかの一方だけが故障した場合でも、2 段構成により作動の安全実施が保証される。構造の各 2 段構成のリンクおよび作動配離は同時に作動させることもできるが、一方だけを作動させ、他方を一方が維持するまで作動効率を損なうことともできる。

#### 4. 諸の構成部品

第 1 図は本発明に係る航空機用後縦フック部材を組み込んだ航空機翼の後部を示す断面図。

第 2 図は第 1 図中央矢印 A 方向から見た取付棟の平面図。

第 3 図は第 1 図中央矢印 B 方向から見た取付棟の平面図。

第 4 図は第 3 図中央矢印 C 方向に沿う断面図。

第 5 図は第 2 図中央矢印 D 方向に沿う断面図。

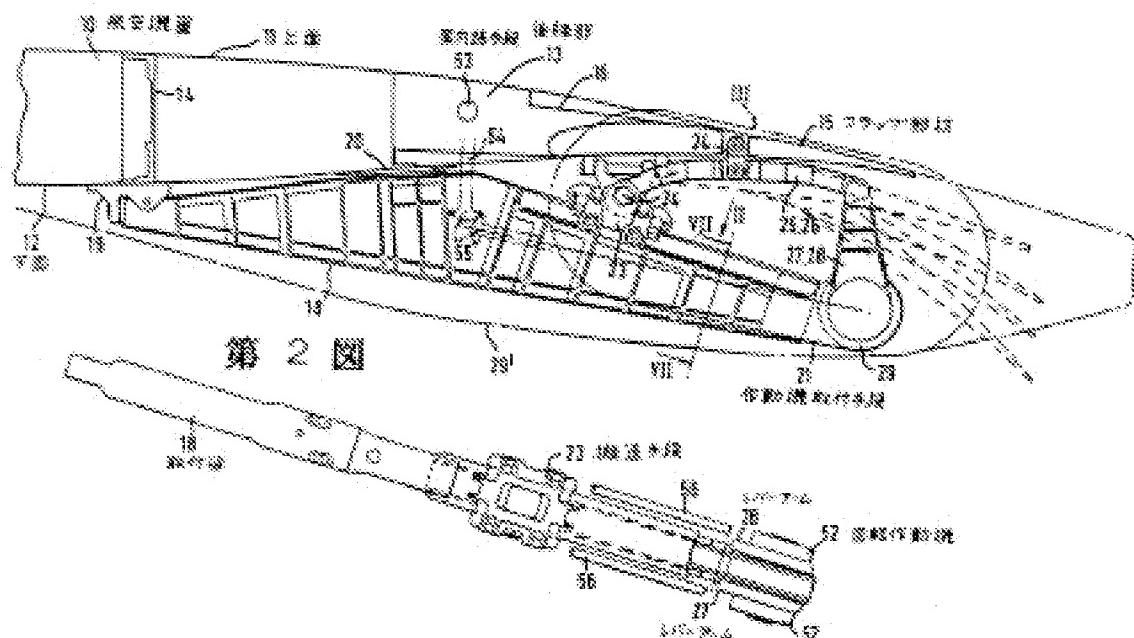
第 6 図は第 3 図中央矢印 E 方向から見た平面図。

第 7 図は第 1 図中央矢印 F 方向から見た平面図。

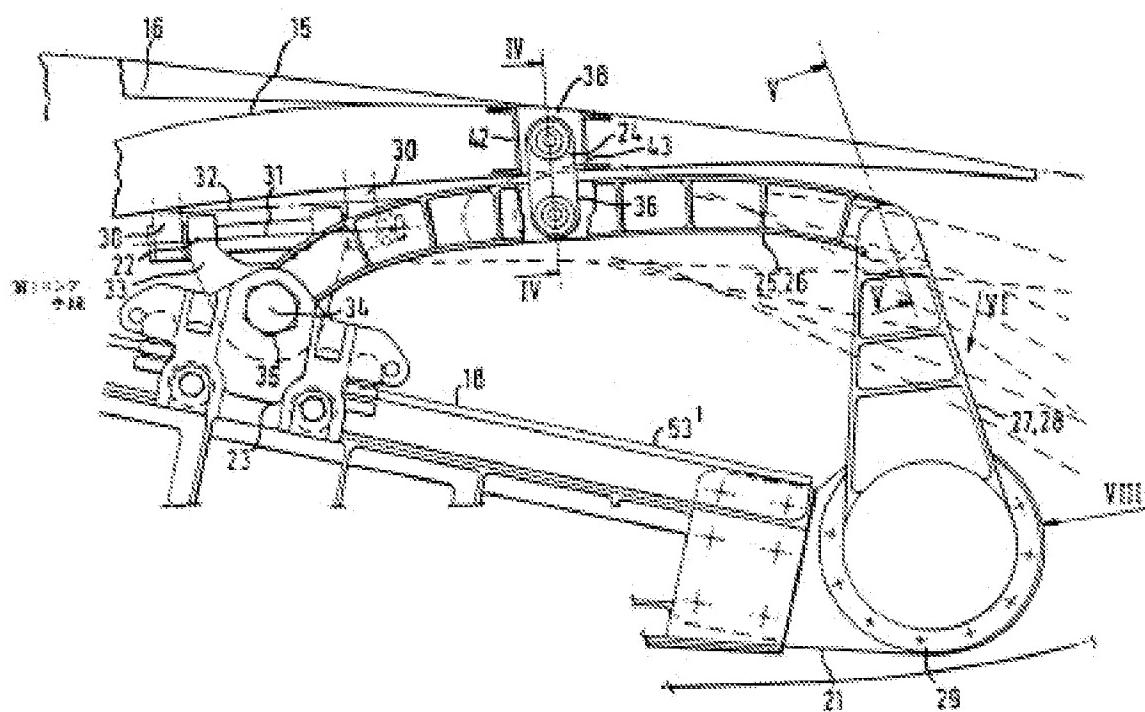
第 8 図は第 3 図中央矢印 G 方向から見た平面図である。

- 10 .... 航空機翼
- 11 .... 上面
- 12 .... 下面
- 13 .... 後縦部
- 14 .... フック部材
- 15 .... 取付棟
- 21 .... 作動機取付手段
- 22 .... 搬送手段
- 25、26 .... 作動機リンク
- 27、28 .... レバーフーム
- 33 .... 第 1 リンク手段
- 36 .... 第 2 リンク手段
- 52 .... 回転作動機
- 53 .... 室内換手段

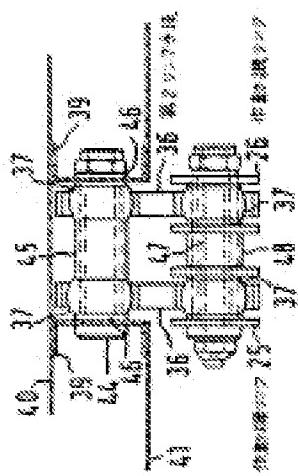
卷之三



3 例



第 4 圖



第 5 圖

